Prédiction de l'éclatement tourbillonnaire sur les ailes Delta d'avions militaires

CFD Prediction of Vortex Breakdown on Delta Wings for Military Aircraft

Jean-Pierre Rosenblum, Jean-Max Hasholder, Jean-Claude Courty
Xavier Rocca
DGT/DTA/IAP/MCFD
Dassault Aviation
78, quai Marcel Dassault
92210 Saint-Cloud
France

ABSTRACT

If we want to control vortex breakdown on a delta wing of a military aircraft in order to create rolling moments or improve stability at high angle of attack, the use of CFD simulations may help us to improve our understanding of the flow mechanisms that occur with the use of specific control devices. The first step of such studies is to make sure that we can simulate properly and with accuracy vortex breakdown on a delta wing without any control device.

At Dassault Aviation we have done some computations (both Euler and Navier-Stokes) on Mirage 2000 delta wing in a high angle of attack configuration (with deflection of the 2 slats). On such a complex industrial configuration the flow over the wing is a mixing of the vortices coming from the apex, the inner slat and the outer slat. Euler computations lead to unsteady convergence, but the average forces allowed a correct prediction of the occurrence of the maximum of lift coefficient versus incidence. Navier-Stokes computations for the maximum lift coefficient showed that the wing vortices were fully burst, though it was not the case on the experimental pressure distributions. Several ways of improvement are considered. The first one is to greatly improve the mesh discretization in the region of the vortex. A second one is to improve the turbulence model: one knows very well that classical k-ε models are unable to simulate properly turbulence in rotation, which is the case in the shear layers that build the vortex core.

In order to simplify the flow configuration, we will show CFD results and comparison with the experimental data on a generic delta wing of 70° sweep angle. The corresponding experiments were conducted by ONERA at Fauga F2 wind tunnel [Ref. 1]. We will compare the vortex breakdown location, surface pressure distributions and velocity profiles in the vortex at locations upstream and downstream the vortex breakdown. The influence of mesh refinement in the vortex core and of turbulence model (using an EARSM model that takes into account the influence of rotation and anisotropy) will be presented. Finally we will give some recommandations for the simulation of such complex flows.

RESUME

Pour contrôler l'éclatement tourbillonnaire sur l'aile delta d'un avion militaire dans le but de générer des moments de roulis ou d'améliorer la stabilité à grande incidence, les simulations numériques d'écoulements nous aident à améliorer la compréhension des topologies d'écoulement relatives à l'utilisation de techniques de contrôle spécifiques. Une première étape dans ce genre d'étude est de s'assurer que l'on peut simuler déjà de façon précise l'éclatement tourbillonnaire sur une aile delta en l'absence de dispositif de contrôle.

Dassault Aviation a réalisé des calculs (Euler et Navier-Stokes) sur la configuration grande incidence (avec braquage des becs) de l'aile delta du Mirage 2000. Sur cette configuration industrielle complexe, l'écoulement sur l'aile résulte du mélange des tourbillons provenant de l'apex, du bec interne et du bec externe. Les calculs Euler conduisent à une convergence instationnaire, mais les efforts moyennés prédisent correctement l'incidence de portance maximale. Les calculs Navier-Stokes réalisés pour l'incidence de portance maximale montrent que les tourbillons de voilure sont complètement éclatés, alors que ce n'est pas le cas sur les répartitions de pression expérimentales. Plusieurs voies d'améliorations sont envisagées: la première est d'enrichir le maillage dans la zone des tourbillons. La seconde est d'améliorer la modélisation turbulente: il est connu que les modèles k-ε classiques modélisent mal la turbulence en rotation, ce qui est le cas dans les couches de cisaillement qui sont à l'origine du noyau visqueux du tourbillon.

De sorte à simplifier la configuration d'écoulement, une comparaison calculs / expérience

Communication présentée lors du symposium RTO AVT sur «La gestion avancée des écoulements : Partie A – Les écoulements tourbillonnaires et les grands angles d'attaque pour véhicules militaires», organisé à Loen, en Norvège, du 7 au 11 mai 2001, et éditée dans RTO-MP-069(I).

Report Documentation Page

Form Approved
OMB No. 0704-0188

Public reporting burden for the collection of information is estimated to average 1 hour per response, including the time for reviewing instructions, searching existing data sources, gathering and maintaining the data needed, and completing and reviewing the collection of information. Send comments regarding this burden estimate or any other aspect of this collection of information, including suggestions for reducing this burden, to Washington Headquarters Services, Directorate for Information Operations and Reports, 1215 Jefferson Davis Highway, Suite 1204, Arlington VA 22202-4302. Respondents should be aware that notwithstanding any other provision of law, no person shall be subject to a penalty for failing to comply with a collection of information if it does not display a currently valid OMB control number.

1. REPORT DATE	2. REPORT TYPE	3. DATES COVERED
00 MAR 2003	**N/A**	**-**

4. TITLE AND SUBTITLE	5a. CONTRACT NUMBER
CFD Prediction of Vortex Breakdown on Delta Wings for Military Aircraft	5b. GRANT NUMBER
	5c. PROGRAM ELEMENT NUMBER
6. AUTHOR(S)	5d. PROJECT NUMBER
	5e. TASK NUMBER
	5f. WORK UNIT NUMBER
7. PERFORMING ORGANIZATION NAME(S) AND ADDRESS(ES) **NATO Research and Technology Organisation BP 25, 7 Rue Ancelle, F-92201 Neuilly-Sue-Seine Cedex, France**	8. PERFORMING ORGANIZATION REPORT NUMBER
9. SPONSORING/MONITORING AGENCY NAME(S) AND ADDRESS(ES)	10. SPONSOR/MONITOR'S ACRONYM(S)
	11. SPONSOR/MONITOR'S REPORT NUMBER(S)

12. DISTRIBUTION/AVAILABILITY STATEMENT
Approved for public release, distribution unlimited

13. SUPPLEMENTARY NOTES
Also see: ADM001490, Presented at RTO Applied Vehicle Technology Panel (AVT) Symposium held inLeon, Norway on 7-11 May 2001, The original document contains color images.

14. ABSTRACT

15. SUBJECT TERMS

16. SECURITY CLASSIFICATION OF:			17. LIMITATION OF ABSTRACT	18. NUMBER OF PAGES	19a. NAME OF RESPONSIBLE PERSON
a. REPORT	b. ABSTRACT	c. THIS PAGE			
unclassified	**unclassified**	**unclassified**	**UU**	**10**	

est réalisée sur une aile delta générique d'angle de flèche 70°. Les essais correspondants ont été réalisés par l'ONERA à la soufflerie F2 du Fauga [Ref. 1]. On compare la position de l'éclatement tourbillonnaire, les répartitions de pression à la surface de l'aile, ainsi que les profils de vitesse dans le tourbillon en amont et en aval de l'éclatement tourbillonnaire. L'influence du raffinement de maillage dans le cœur du tourbillon et du modèle de turbulence (utilisation du modèle EARSM qui prend en compte l'influence de la rotation et l'anisotropie) sont présentés. En conclusion, certaines recommandations sont données pour la simulation des écoulements tourbillonnaires.

1. INTRODUCTION

Le contrôle d'un avion militaire à grande incidence, dans le but d'augmenter son agilité, nécessite d'une part de pouvoir contrôler les tourbillons de pointe avant, dans le but de stabiliser l'avion en contrant les dissymétries tourbillonnaires et aussi de disposer d'une nouvelle gouverne en lacet, d'autre part de pouvoir contrôler l'éclatement des tourbillons de voilure de façon à améliorer la stabilité longitudinale et latérale. Le fait de repousser les éclatements tourbillonnaires à des incidences plus élevées permet, par action sur le $Cl\beta$, de conserver un $Cn\beta$ dynamique positif. D'autre part, on peut ainsi améliorer la caractéristique Cm (Cz) de l'avion. En outre, par une action dissymétrique sur l'éclatement des tourbillons droit et gauche, en anticipant l'un et retardant l'autre, on peut générer des moments de roulis importants. Différents modes d'action ont été proposés dans la bibliographie: certains dispositifs sont de nature mécanique, comme les braquages de becs proposés par Rao [Réf. 2]; d'autres de nature pneumatique, comme le soufflage tangentiel de bord d'attaque qui a été testé par Wood [Réf. 3], mais qui reste encore prohibitif vis-à-vis du débit de soufflage requis. De nombreux autres dispositifs non cités ici figurent dans la bibliographie et font actuellement encore l'objet d'études.

L'utilisation de simulations numériques d'écoulement (CFD) est un outil d'analyse nécessaire à la compréhension de l'action des dispositifs sur les tourbillons et leur éclatement, ainsi qu'à l'amélioration de leur conception. Un pré-requis consiste à s'assurer que ces outils de simulation permettent de restituer fidèlement l'éclatement tourbillonnaire sur la voilure en l'absence de tout dispositif de contrôle.

L'objectif de cet article est de montrer l'évaluation des codes de Dassault Aviation vis-à-vis de problèmes d'éclatement tourbillonnaire, tout d'abord sur une configuration de voilure delta d'avion militaire, la voilure du Mirage 2000, où l'écoulement complexe d'extrados est le résultat de la coalescence de plusieurs tourbillons, puis sur une configuration plus simple d'aile delta à bord d'attaque biseauté où des données expérimentales sont disponibles, à la fois en paroi, ainsi que dans le cœur du tourbillon.

2. ECLATEMENT TOURBILLONNAIRE SUR LA VOILURE DU MIRAGE 2000:

La voilure du Mirage 2000 est un exemple typique de configuration industrielle qui est le siège d'écoulements tourbillonnaires complexes à grande incidence, puisque l'écoulement à l'extrados résulte du mélange du tourbillon d'apex, de bec interne, de bec externe, ainsi que de saumon. La voilure du Mirage 2000 a une flèche d'environ 60°, et pour la configuration grandes incidences étudiée, les becs sont braqués au maximum.

Différents essais ont été réalisés en soufflerie par l'ONERA afin d'identifier les efforts sur le Mirage 2000 en configuration grandes incidences, ainsi que les répartitions de pression sur la voilure. Les études spécifiques sur les tourbillons de voilure ont été menées en soufflerie sur une configuration avec fuselage générique à avant corps émoussé, de façon à éliminer de possibles interactions avec les tourbillons de pointe avant. Une vue de la maquette est représentée sur la figure 1. Ce fuselage générique a été défini de façon à être représentatif au niveau de l'apex de la configuration avion.

2.1 Calculs Euler:

Des calculs Euler ont été menés sur l'aile seule. D'autres avaient été réalisés précédemment sur avion complet. Le code Euler utilisé est le code EUGENIE de Dassault Aviation [Ref. 4]. Il utilise des maillages non structurés. Ces calculs à basse vitesse (Mach 0.2) ont été réalisés à l'aide d'un schéma centré de type Lax-Wendroff, de façon à limiter la dissipation numérique. La figure 2 donne un aperçu du maillage de l'aile utilisé. Il est important de bien modéliser la fente entre l'emplanture et le bec interne, puisqu'elle participe à la génération du tourbillon majoritaire de bec interne. Six incidences ($\alpha1$, $\alpha2$, $\alpha3$, $\alpha4$,$\alpha5$, $\alpha6$) ont été calculées de part et d'autre de l'incidence de portance maximale. La figure 3 montre l'instationnarité de l'effort vertical Cz1 calculé pour ces différentes incidences, cette instationnarité étant corrélée à des battements des tourbillons. Nous avons reporté la valeur moyennée de la contribution de voilure sur le coefficient de portance Cz (tirée des calculs Euler) en fonction de l'incidence sur la figure 4, où nous l'avons comparée à la polaire $Cz(\alpha)$ de l'avion complet tirée des essais en soufflerie. On constate que l'incidence de portance maximale est comprise entre $\alpha3$ et $\alpha4$ et est assez bien restituée par le calcul Euler sur la voilure seule. L'écart entre les points calculés et la courbe expérimentale représente la contribution de fuselage au Cz, contribution qui avait été précédemment évaluée à partir des calculs sur avion complet.

Pour l'incidence $\alpha 3$ proche de l'incidence de portance maximale, nous avons comparé les répartitions de pression sur la voilure avec les données expérimentales disponibles. Les résultats sont représentés selon différents arcs de cercles correspondant aux rayons adimensionnés suivants r/c: 0.34, 0.52, 0.66, 0.75 et 0.95. Ils sont représentés sur l'instrumentation extrados de la maquette (cf. figure 5). Les répartitions de Kp selon ces rayons font l'objet de la figure 6. On y constate que la solution instantannée finale du calcul Euler surestime la dépression générée par le tourbillon près du bord d'attaque et crée une recompression un peu trop forte près de l'emplanture. Le tourbillon calculé est un peu plus intense et moins développé que le tourbillon expérimental. En moyenne, par effet de compensation entre la région de bord d'attaque et la région proche de l'emplanture, il paraît plausible que le Cz calculé soit proche du Cz expérimental. Il aurait été plus juste de comparer une moyenne des Kp calculés aux résultats expérimentaux, mais celle-ci n'était pas disponible.

2.2 Calcul Navier-Stokes k-ε en lois de paroi:

Les modélisations fluide parfait Euler ne suffisent plus dès lors que l'on cherche à modéliser l'action de dispositifs, par exemple fluidiques, sur les couches limites avant qu'elles ne décollent pour générer les tourbillons. Les calculs Euler modélisent mal les effets d'entraînement. Aussi, il est nécessaire d'avoir recours à une modélisation Navier-Stokes avec modèle de turbulence. Une première étape consiste alors à évaluer d'abord ce type de modélisation sur l'aile sans dispositif de contrôle. Aussi, nous avons calculé la configuration précédente du Mirage 2000 avec le code de calcul Navier-Stokes AETHER de Dassault Aviation en utilisant un modèle de turbulence k-ε en formulation lois de paroi [Ref.. 5]. L'approche de calcul utilisée est toujours non structurée, ce qui permet de faciliter la génération du maillage. L'utilisation de la formulation en lois de paroi permet d'augmenter la taille de première maille dans la couche limite, ce qui, à nombre de nœuds fixé pour le maillage, permet de discrétiser plus finement la zone tourbillonnaire, par rapport à une approche où l'on modéliserait plus finement l'écoulement de proche paroi. La taille de première maille retenue ici est de 100 μm. Le maillage non structuré correspondant comporte environ 993 500 nœuds. La figure 7 illustre le maillage de la surface de l'aile, ainsi que celui du plan de symétrie, qui a été positionné à la jonction voilure / fuselage. On y constate que le maillage à l'extrados de la voilure est assez régulier et assez dense pour pouvoir capter les tourbillons avec précision.

Un calcul Navier-Stokes k-ε en lois de paroi a été mené pour l'incidence $\alpha 3$, légèrement inférieure à l'incidence de portance maximale. La comparaison des Kp calculés avec les résultats expérimentaux selon les 5 arcs de cercle de la figure 5 fait l'objet de la figure 8. Le calcul donne pour les 5 sections des profils d'extrados plats, qui sont caractéristiques d'un tourbillon éclaté depuis l'apex. Or, les données expérimentales montrent bien que le tourbillon résultant exerce une dépression assez importante sur l'ensemble de l'aile, y compris jusqu'à la dernière section r/c=0.95, ce qui contredit le résultat du calcul. Il est assez difficile de préciser l'occurrence du point d'éclatement, lorsqu'il y a coalescence, comme pour cette configuration complexe, de multiples tourbillons. Un critère d'éclatement à partir des distributions de pression reste à établir et nous y reviendrons dans le cas de l'aile delta à bord d'attaque biseauté. La figure 9 montre l'allure des tourbillons à l'extrados de l'aile par visualisation de la pression totale tirée du calcul k-ε en lois de paroi. La croissance brusque des cœurs tourbillonnaires dès l'apex est le signe d'un éclatement dès l'origine.

Pour remédier à cet éclatement prématuré prédit par le calcul Navier-Stokes diverses pistes sont envisageables:

- La première consiste à améliorer la modélisation turbulente pour remédier à la déficience bien connue du k-ε qui modélise mal la turbulence en rotation, ainsi que les effets d'anisotropie de la turbulence. Un premier élément de réponse peut être obtenu en utilisant un modèle de turbulence un plus élaboré, tel que l'EARSM (Explicit Algebraïc Reynolds Stress Model) qui prend en compte les effets de rotation et d'anisotropie [Ref 6]. Nous verrons au paragraphe suivant le calcul correspondant.
- La seconde consiste à enrichir le maillage dans la zone du tourbillon jusqu'à obtenir une convergence de la solution vis-à-vis d'enrichissements successifs du maillage. Cependant, cette approche s'avère actuellement trop coûteuse en nombre de nœuds (donc en temps de calcul) sur une configuration aussi complexe que la voilure du Mirage 2000. C'est pourquoi, l'influence du raffinement de maillage sera présenté dans la partie 3 sur une configuration d'aile delta plus simple, celle de l'aile de flèche 70° à bord d'attaque biseauté qui a fait l'objet d'essais par l'ONERA à la soufflerie F2 du Fauga.

2.3 Calcul Navier-Stokes EARSM en lois de paroi:

Le modèle de turbulence EARSM en formulation lois de paroi que nous avons utilisé est celui de Walin-Johanson. Nous avons recalculé la configuration précédente pour l'incidence $\alpha 3$ sur le même maillage. La comparaison calcul / expérience de la figure 10 concernant les Kp dans les 5 sections circulaires précédentes montre que le calcul EARSM a amélioré la prise en compte de la dépression générée par le tourbillon dans les premières sections. Si l'on retrouve approximativement un niveau comparable à l'expérience près de l'apex, dans les sections

suivantes le calcul sous-estime fortement la dépression du tourbillon observée sur les résultats expérimentaux. Dès la section r/c=0.66 le calcul fait apparaître des profils de pression relativement plats, caractéristiques d'un éclatement. La visualisation des tourbillons du calcul EARSM de la figure 11 montre que le tourbillon de bec interne est plus intense que pour le calcul k-ε en lois de paroi et qu'il coalesce plus tard avec le tourbillon d'apex. L'éclatement du tourbillon résultant est assez difficile à repérer. Cependant l'affaiblissement du tourbillon semble se produire au milieu du bec interne. Une superposition du maillage et de l'évolution de la pression totale dans cette zone permet d'apprécier la discrétisation utilisée localement pour décrire le tourbillon (cf. figure 12). On y constate que le tourbillon est décrit diamétralement par une vingtaine de mailles, ce qui s'avère déjà une discrétisation raisonnable. Les effets d'influence de maillage vont être abordés sur la configuration suivante.

3. ECLATEMENT TOURBILLONNAIRE SUR L'AILE DELTA DE 70° DE FLECHE

L'intérêt principal de calculer cette nouvelle configuration, outre le fait qu'elle est plus simple, c'est qu'elle est assez riche en mesures expérimentales, à la fois en ce qui concerne les répartitions de pression à l'extrados et aussi les mesures de vitesses dans le cœur du tourbillon pour plusieurs sections en amont et en aval de l'éclatement tourbillonnaire. De plus, l'étude expérimentale a été menée dans une plage d'incidence assez large allant jusqu'à 40°. Nous nous limiterons cependant aux validations pour les incidences 26° et 27°, où les effets de confinement dans la veine de F2, non représentés dans les calculs, n'ont pas encore un grand effet sur la position de l'éclatement. Les conditions d'essai correspondent à une pression génératrice Pi 0 de 1 bar et une température génératrice de 288 K. La vitesse soufflerie est de 24 m/s ce qui conduit à un nombre de Reynolds par mètre de 1,65 million.

La configuration géométrique est celle d'une aile delta de 70° de flèche à bord d'attaque biseauté. Cette maquette est constituée d'une plaque plane de 20 mm d'épaisseur avec des bords d'attaque biseautés à 15° côté intrados. Sa corde d'emplanture fait 950 mm. Une visualisation de la géométrie de la demi-voilure est montrée sur la figure 13 représentant les divers maillages de surface utilisés.

3.1 Maillages utilisés pour cette étude:

Un maillage grossier préliminaire de cette configuration a été réalisé dans un premier temps afin de pouvoir identifier la zone où se développe le tourbillon et pouvoir réenrichir celle-ci sur un second maillage discrétisé beaucoup plus finement. La figure 13 montre le maillage peau de la demi-voilure pour le maillage préliminaire et le maillage raffiné. Sur ce dernier, le biseau a été raffiné de façon à disposer de beaucoup de précision dans la zone du contournement du bord d'attaque. De plus, on a fait en sorte d'avoir des tailles de mailles de l'ordre du millimètre dans toute la zone de la voilure où s'exerce la dépression du tourbillon. En ce qui concerne le maillage espace, une discrétisation des premières mailles compatible d'un calcul en lois de paroi a été appliquée. Par contre, les tailles de mailles obtenues dans l'espace sont pilotées par les tailles des mailles à la peau. La figure 14 montre la comparaison des maillages dans le plan de coupe X=700 mm et illustre les différences de densités de mailles évoquées précédemment. Le maillage préliminaire comporte 143 200 nœuds, alors que le maillage raffiné comporte 1 119 300 nœuds environ.

L'influence de la discrétisation se voit directement sur la simulation de l'éclatement tourbillonnaire. La figure 15 montre pour ces deux maillages la visualisation du cœur tourbillonnaire au dessus de l'aile delta par l'intermédiaire d'une iso valeur de la pression totale. On constate que le calcul sur maillage grossier présente un tourbillon mou qui n'éclate pas, alors que le maillage fin fait apparaître un tourbillon plus intense dont le noyau grossit brusquement à l'endroit du point d'éclatement.

3.2 Caractérisation du tourbillon:

Sur le maillage fin, deux calculs ont été menés pour les incidences de 26° (où l'on dispose des Kp expérimentaux) et de 27° (où l'on dispose des mesures de vitesse dans le tourbillon). Deux modèles de turbulence ont été testés: le k-ε en lois de paroi et le modèle EARSM en lois de paroi. Sur la configuration à 26°, nous avons repéré la position de l'axe du tourbillon issu du calcul EARSM. On obtient une flèche de l'axe de 75° et une incidence de l'axe de 7° par rapport à la voilure (cf. figure 16). Nous avons comparé ces valeurs aux corrélations empiriques établies par Erickson [Réf. 7], qui donnent une flèche de l'axe tourbillonnaire de 77° et une incidence de l'axe de 8°. On obtient des valeurs assez proches.

En ce qui concerne la position de l'éclatement, elle a été déduite des calculs en déterminant l'endroit où la vitesse axiale sur l'axe du tourbillon s'annule. Les positions de l'éclatement tourbillonnaire tirées de ces calculs ont été reportées sur la figure 17 qui montre pour les différentes incidences étudiées en essais les positions extrêmales repérées pour l'éclatement. Les différences observées en essais sur les relevés de la position d'éclatement sont partiellement liés au fait que certaines mesures correspondent à des balayages croissant ou décroissant en incidence. d'autre part des différences ont été observées sur les points d'éclatement entre côté droit et côté gauche de la maquette. Pour les deux incidences calculées, on constate que le calcul avec modèle k-ε prédit un

éclatement un peu plus précoce que le calcul avec modèle EARSM. Cependant, les deux calculs donnent une position assez proche de la position la plus aval tirée des essais.

3.3 Répartition de pression à l'extrados de la maquette:

Les comparaisons avec l'expérience sont effectuées pour les calculs à l'incidence de 26° . Nous avons étudié l'influence du maillage et celle du modèle de turbulence.

En ce qui concerne l'influence de maillage, la figure 18 montre les distributions de Kp à l'extrados pour les deux maillages décrits précédemment. Sur le maillage préliminaire les tourbillons assez mous génèrent une dépression peu intense. Sur le maillage raffiné, les dépressions sont bien plus intenses et l'on y observe deux caractéristiques de l'éclatement tourbillonnaire: L'éclatement étant situé pour ce calcul EARSM à l'abscisse 700 mm, d'une part la zone de dépression est pincée à l'endroit de l'éclatement, puis s'élargit, d'autre part le tourbillon devient plus mou en aval de l'éclatement se qui se traduit par une diminution du gradient de pression axial après éclatement (les courbes de Kp selon l'envergure évoluent moins après éclatement). La figure 19 compare à l'expérience les niveaux de Kp obtenus avec les deux maillages pour les sections X=400 mm (avant éclatement) et X=800 mm (après éclatement). Le maillage fin permet de restituer les pics de dépression, contrairement au maillage grossier, dont les tourbillons ne sont pas assez intenses.

L'effet du modèle de turbulence employé est représenté sur la figure 20 pour les deux mêmes sections dans le cas du maillage fin. On note assez peu de différence sur la prédiction des niveaux de dépression, mis à part que la zone de dépression est un peu plus large pour le k-ε après éclatement, étant donné qu'il fait éclater plus tôt le tourbillon que l'EARSM.

La comparaison avec les mesures expérimentales montre un assez bon accord, notamment avec l'EARSM, après éclatement du tourbillon pour le plan X=800 mm. En ce qui concerne la section avant éclatement à X=400 mm, des différences apparaissent sur la largeur des pics de dépression et sur les niveaux de pression près du bord d'attaque. En effet, les calculs sont réalisés en turbulent, alors qu'expérimentalement à cette abscisse sur la maquette l'écoulement est probablement encore laminaire, ce qui a pour effet de faire apparaître un tourbillon secondaire correspondant au plateau de Kp près du bord d'attaque. Ce tourbillon secondaire a aussi pour effet de décaler le tourbillon primaire légèrement vers l'emplanture.

3.4 Validation des vitesses au cœur du tourbillon:

Les comparaisons avec l'expérience sont effectuées pour les calculs à l'incidence de 27° . Nous avons étudié l'influence du modèle de turbulence. Nous ne présenterons que les vitesses pour des sondages en envergure passant par l'axe du tourbillons, les sondages obtenus à d'autres positions verticales présentant des caractéristiques similaires. Les comparaisons sont présentées, étant donné les mesures disponibles, en vitesse longitudinale Vx et verticale Vz, et non pas en composantes axiale et orthoradiale. Cependant l'écart entre ces deux représentations est faible.

Sur la figure 21, on montre la comparaison des Vx avant et après éclatement. En amont de l'éclatement, on note peu de différence entre les deux modèles de turbulence, sauf à partir de l'abscisse X=600 mm, étant donné que le k-ε conduit à un éclatement plus précoce que le modèle EARSM. La largeur du pic de Vx est bien prédite, mais le maximum de vitesse longitudinale est sous-estimé. Après éclatement, la bulle de recirculation est moins large pour l'expérience que pour les calculs et son profil de type sillage se comble plus vite. Le calcul k-ε présente un sillage qui se remplit plus vite que le calcul EARSM, étant donné qu'il présente un éclatement plus précoce.

La figure 22 illustre la composante Vz avant et après éclatement. On note peu de différences entre les deux modèles de turbulence. Cependant, les deux calculs font apparaître un cisaillement moins fort au cœur du noyau tourbillonnaire que les résultats expérimentaux. Deux explications possibles à cela: soit la discrétisation du noyau tourbillonnaire est insuffisante, soit le modèle de turbulence conduit à un noyau tourbillonnaire trop visqueux. Après éclatement, le cisaillement sur la composante Vz diminue avec l'intensité du tourbillon.

3.5 Examen du maillage et recommandations:

L'utilisation d'un maillage très raffiné au niveau de la peau a permis de générer un maillage à mailles isotropes de dimension caractéristique de l'ordre de 1 mm à proximité de la surface de l'aile. Cependant, au delà d'une hauteur de 50 mm, pour limiter le nombre de nœuds, la hauteur des mailles augmente, et, du fait des condensations, la largeur des mailles augmente aussi. Les tailles de mailles deviennent alors de l'ordre de 3 à 4 mm, notamment dans la région où se produit l'éclatement tourbillonnaire, comme le fait apparaître la figure 23 qui présente le maillage dans le plan vertical passant par l'axe du tourbillon. Un tel maillage est relativement fin et précis pour capter l'origine du tourbillon. Ce tourbillon se convecte ensuite et éclate dans une zone où le maillage est moins dense.

Ce qu'il faudrait étudier, c'est la convergence de la solution vis-à-vis d'enrichissements successifs dans le cœur du tourbillon, afin de déterminer des critères portant sur le nombre de points nécessaires à répartir selon un diamètre pour une discrétisation précise du cœur tourbillonnaire. Un tel problème de sous-maillage pour un calcul Navier-Stokes s'avère non trivial si l'on désire ne pas augmenter de manière prohibitive le nombre de nœuds du maillage espace. Les critères de détection du cœur tourbillonnaire peuvent être déduits de la pression totale ou bien de la composante axiale du rotationnel. Une partie du problème consiste à isoler la zone de proche paroi, afin de ne pas y propager les raffinements.

4. CONCLUSION

La simulation numérique de l'éclatement tourbillonnaire sur aile delta a été étudiée par Dassault Aviation sur deux configurations distinctes:

- la configuration industrielle de la voilure du Mirage 2000 avec braquage de becs pour les grandes incidences, où l'écoulement d'extrados résulte de la coalescence de plusieurs tourbillons,
- la configuration fondamentale de l'aile delta de 70° de flèche qui a été bien identifiée en soufflerie vis-à-vis de l'éclatement tourbillonnaire.

La modélisation Euler donne des niveaux de portance assez représentatifs. En revanche, les calculs Navier-Stokes sous-estiment celle-ci pour la voilure du Mirage 2000. L'approche EARSM améliore un peu la modélisation de l'intensité des tourbillons par rapport à un calcul k-ε.

L'utilisation d'un maillage très fin a permis de représenter de façon très satisfaisante les répartitions de pression sur l'aile delta de l'ONERA. Cependant le pic de vitesse axiale et le cisaillement de vitesse orthoradiale sont sous-estimés par les modèles de turbulence encore trop visqueux.

Des efforts restent à faire pour améliorer la prise en compte des effets de rotation dans les modèles turbulents, ainsi que pour pouvoir enrichir de façon astucieuse et à un coût non prohibitif en nombre de nœuds les zones de noyaux tourbillonnaires sur des configurations industrielles d'ailes delta d'avions militaires.

REMERCIEMENTS

Ces travaux ont été réalisés dans le cadre d'études sous financement du SPAé.

REFERENCES

[1] Caractérisation et contrôle de l'éclatement tourbillonnaire sur une aile delta aux hautes incidences- Anthony M. Mitchell - ONERA NT 2000-6

[2] Vortex control. Further encounters. D.M. Rao - AGARD CP 494 (1992).

[3] Theoretical and experimental investigation of a delta wing with turbulent leading edge jets. K.J. Craig, L. Roberts, D.I. Greenwell, N.J. Wood - AGARD CP-534, April 1993.

[4] A multidimensional fluctuation splitting scheme for the three dimensional Euler equations. Jérôme Bastin et Gilbert Rogé - M2AN vol 33 n°6 1999 p 1241-1259.

[5] A multi-platform shared or distributed-memory Navier-Stokes code. F. Chalot, Q-V Dinh, M. Mallet, A. Naïm and M. Ravachol - Parallel Computational Fluid Dynamics - 1998 - p491-504 Elsevier Science B.V.

[6] An efficient explicit algebraïc Reynolds stress k-ω model (EARSM) for aeronautical applications- Stefan Wallin FFA- AVTAC/DEL/FFA/D3.2C3 - 13 June 1999

[7] Flow studies of slender wing vortices. G.E. Erickson - AIAA Paper 80-1423, 1980.

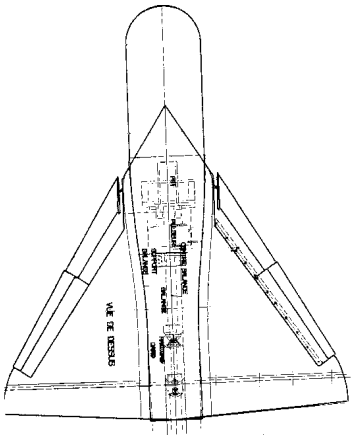
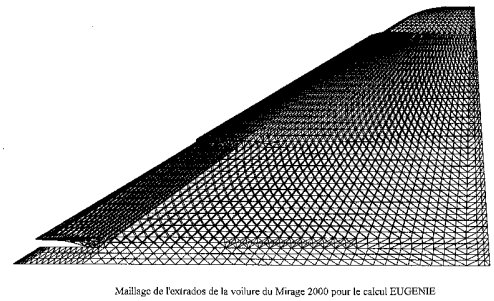


Figure 1: maquette de la voilure du Mirage 2000 avec fuselage générique (maquette ONERA)



Maillage de l'extrados de la voilure du Mirage 2000 pour le calcul EUGENIE

Figure 2: maillage de la surface de l'aile du Mirage 2000 pour les calculs EUGENIE

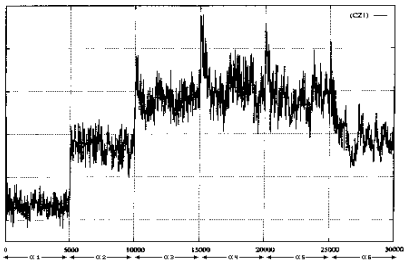


Figure 3: convergence en effort normal des calculs Euler

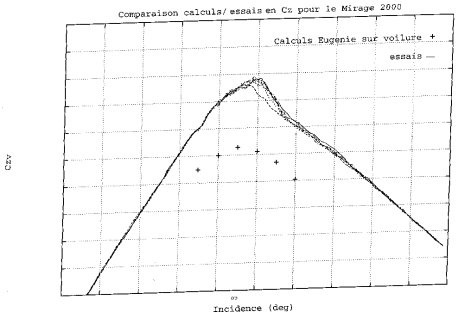


Figure 4: Comparaison en Cz entre calculs Euler sur la voilure et Cz expérimental sur avion complet

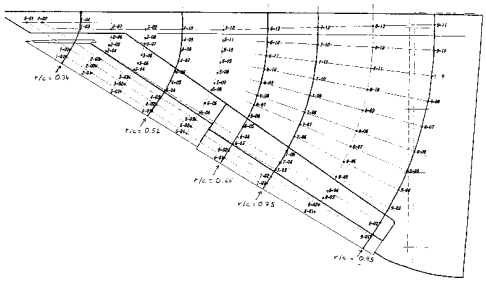


Figure 5: Instrumentation de la maquette de voilure du Mirage 2000

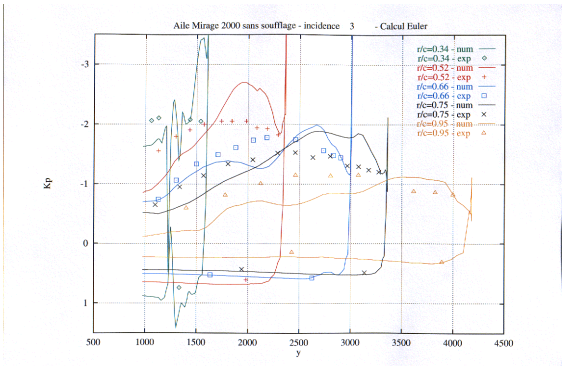


Figure 6: répartition des Kp selon les 5 sections en envergure pour le calcul Euler à l'incidence α3

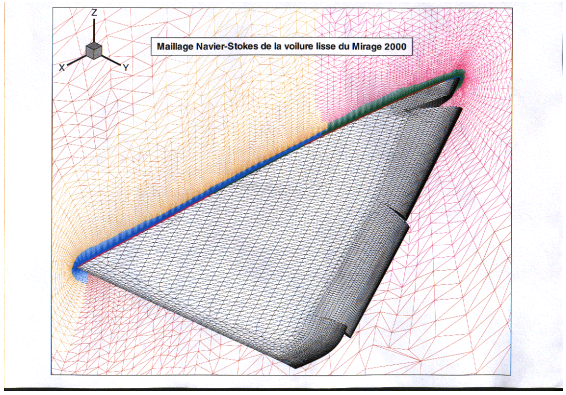


Figure 7: maillage Navier-Stokes de l'aile du Mirage 2000

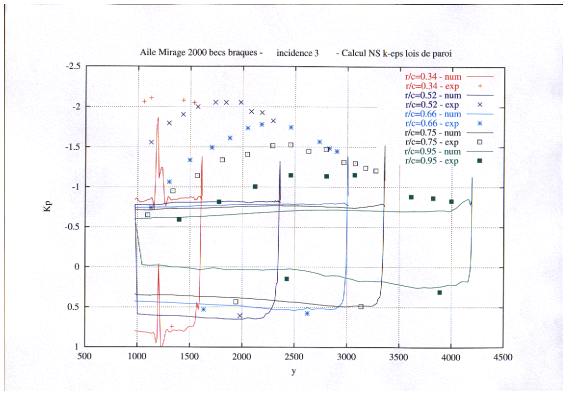


Figure 8: répartition des Kp selon les 5 sections en envergure pour le calcul k-ε à l'incidence α3

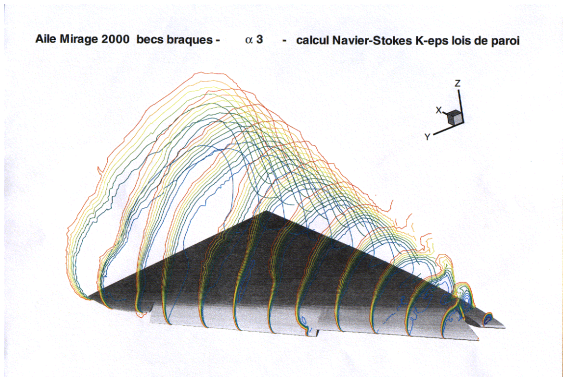


Figure 9: tourbillons d'extrados du calcul k-ε

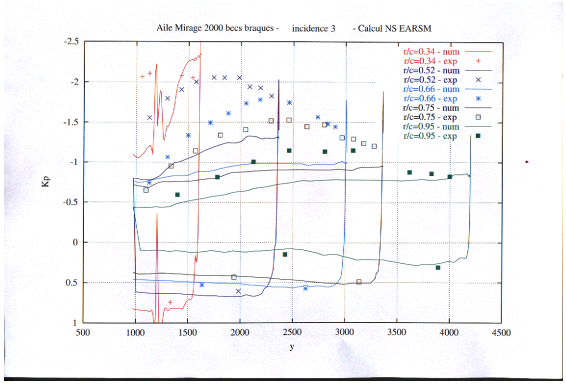


Figure 10: répartition des Kp selon les 5 sections en envergure pour le calcul EARSM à l'incidence α3

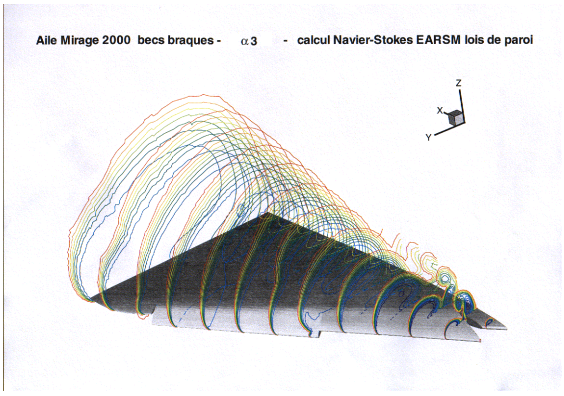


Figure 11: tourbillons d'extrados du calcul EARSM

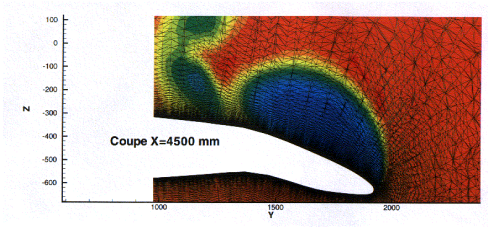


Figure 12: Discrétisation du tourbillon de bec interne avant éclatement

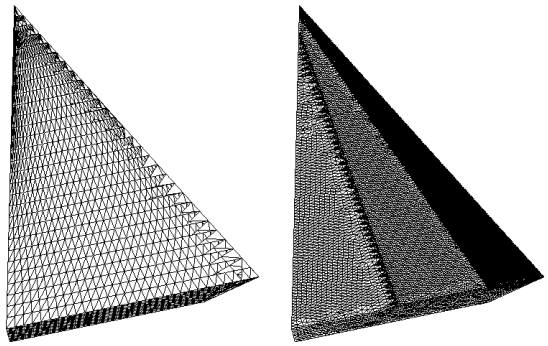


Figure 13: Visualisation des maillages peau de la demi-aile delta pour le maillage préliminaire et le maillage raffiné

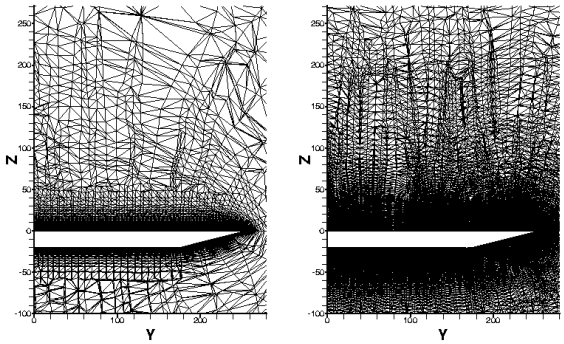


Figure 14: Coupes dans le plan X=700 mm pour les deux maillages

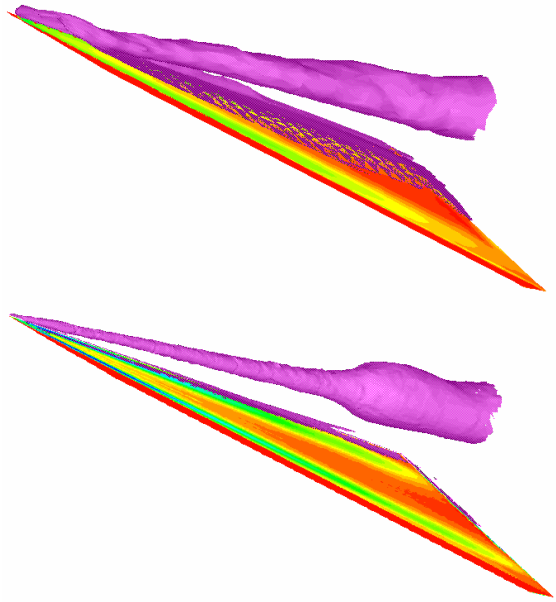


Figure 15: Visualisation du tourbillon par la pression totale sur le maillage préliminaire, puis sur le maillage raffiné

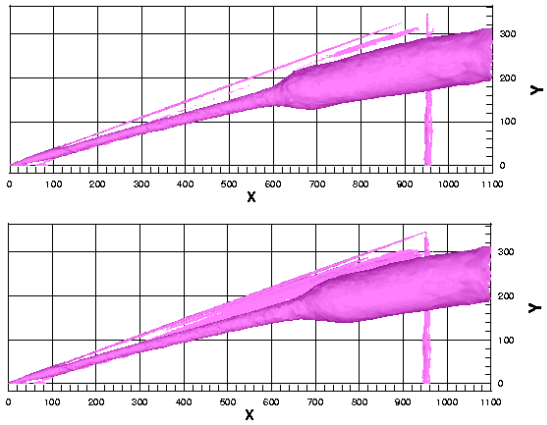


Figure 16: Position de l'axe tourbillonnaire en vue de dessus pour les calculs k-ε et EARSM

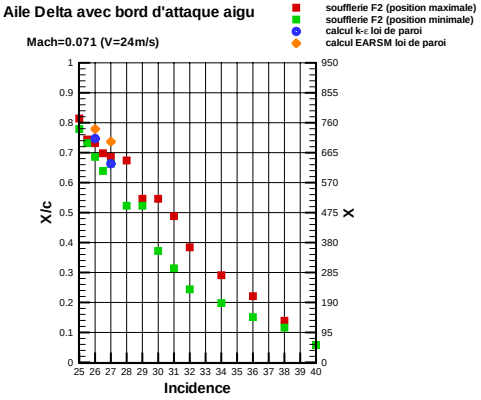


Figure 17: Comparaison calculs / essais sur la position d'éclatement du tourbillon

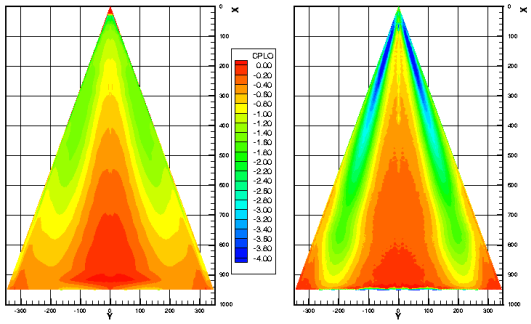


Figure 18: Répartitions de Kp à l'extrados sur le maillage préliminaire et le maillage raffiné

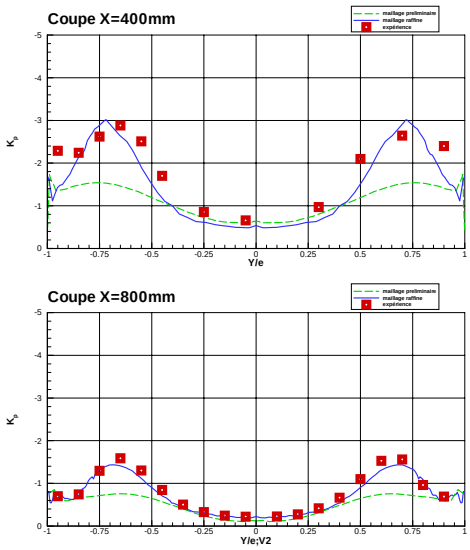


Figure 19: Comparaison des Kp pour les deux maillages avant et après éclatement

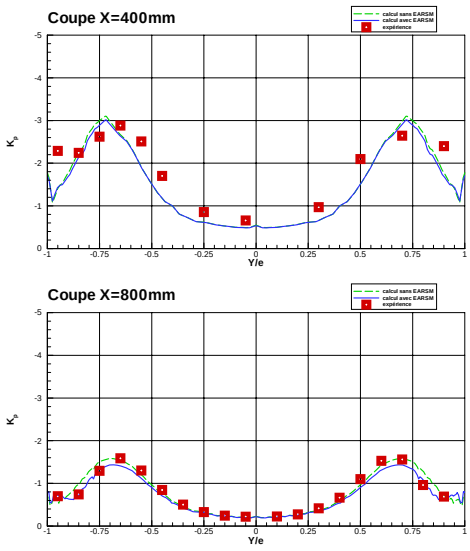


Figure 20: Comparaison des Kp pour les modèles k-ε et EARSM avant et après éclatement

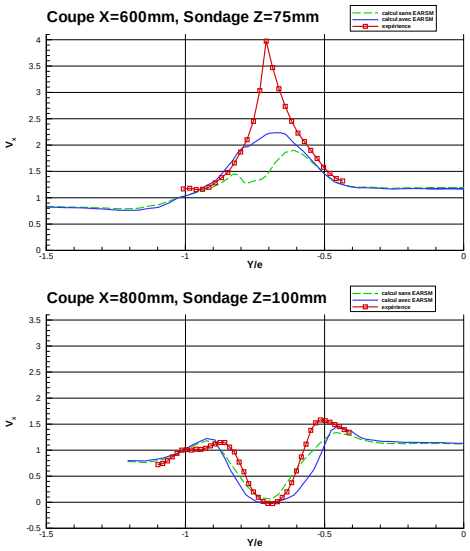


Figure 21: Comparaison de l'évolution du Vx en envergure dans le cœur du tourbillon entre calculs et essais

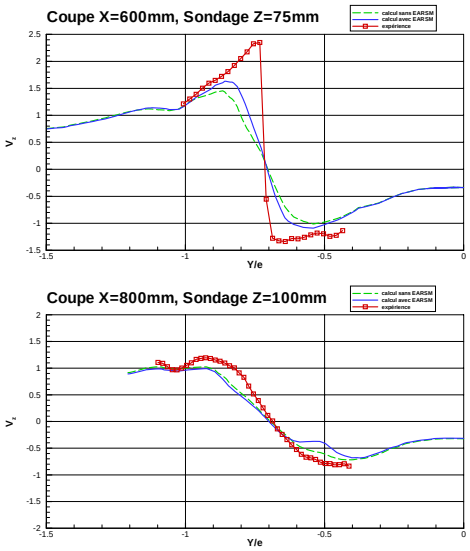


Figure 22: Comparaison de l'évolution du Vz en envergure dans le cœur du tourbillon entre calculs et essais

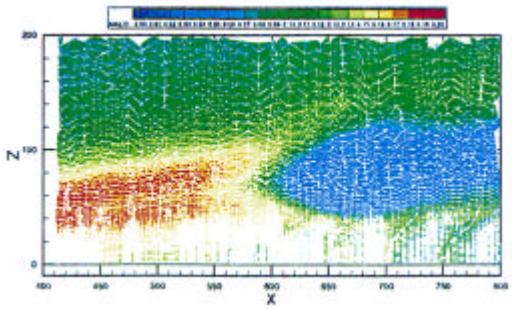


Figure 23: Discrétisation du tourbillon près du point d'éclatement

Paper: 23
Author: Mr. Rosenblum

Question by Mr. Sacher: Excellent piece of work. You choose the most challenging case, the delta wing with a deflected leading-edge flap. Question: Did you first compute the case with plain configuration and observe better agreement between CFD vs. EFD?

Answer: Yes, we computed the case with the plain configuration and observed the same sort of differences between k-ε and EARSM turbulence models. But we didn't have experimental data to compare with, since the slot/deflected configuration is the one for high angle of attack.

Question by Dr. Hummel: What is the reason for the differences in the vortex breakdown location in the F2-wind tunnel? Are the results not reproducible?

Answer: As it was mentioned by Mr. Molton in Paper 19 and by Dr. Mitchell in Paper 20, the two points on the experimental curve correspond to the limits of the fluctuation of the location of vortex breakdown.